ИЗВЕСТИЯ АКАДЕМИИ НАУК

№ 6 ЭНЕРГЕТИКА 2014

УДК 629.7.036.7

ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ВЫСОКОЙ МОЩНОСТИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ МОДУЛЕЙ

© 2014 г. А. С. ЛОВЦОВ, М. Ю. СЕЛИВАНОВ

Государственный научный центр Российской Федерации — федеральное государственное унитарное предприятие “Исследовательский центр им. М.В. Келдыша”
(ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша”), Москва
E-mail: kerc@comcor.ru

Для использования в составе транспортных модулей с повышенной энерговооруженностью, осуществляющих решение транспортных задач в околоземном космическом пространстве и при межпланетных перелетах, в ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша” разрабатывается ионный двигатель высокой мощности ИД-500. Двигатель обладает тягой 375–750 мН и удельным импульсом 70000 м/с, при этом коэффициент полезного действия (КПД) составляет 0,75, мощность – до 35 кВт. На данном этапе разработки ИД-500 имеет: электроды ионно-оптической системы (ИОС), выполненные из титана с диаметром перфорированной отверстиями зоны 500 мм, катод газоразрядной камеры (ГРК), который обеспечивает ток разряда в ГРК в диапазоне 20–70 А и катод-нейтрализатор, способный обеспечить нейтрализацию ионного пучка в диапазоне токов 2–9 А. На следующем этапе разработки двигатель будет оснащен электродами из углерод-углеродного композиционного материала и катодом ГРК с графитовым поджигным электродом.

В статье представлены результаты огневых испытаний, подтвердивших его работоспособность и соответствие параметров функционирования проектным значениям. Приведены результаты механических и климатических испытаний двигателя.

Ключевые слова: ионный двигатель, катод, стендовые испытания.

OPERATION TESTS OF HIGH POWER ION THRUSTER FOR PERSPECTIVE TRANSPORT MODULES

A. S. Lovtsov, M. Y. Selivanov

SSC FSUE Keldysh Research Centre, Moscow
E-mail: kerc@comcor.ru

High power ion thruster IT-500 is under development at the Keldysh Research Centre within high power transport module project. This module was designed to perform transport missions in the near-Earth space and interplanetary flights. The IT-500 is able to provide thrust in the range from 375 to 750 mN with a specific impulse of 70000 m/s. The efficiency of the thruster is more than 0,75, power up to 35 kW. At this stage of development the IT-500 has titanium ion optics with a diameter of the holes perforated zone of 500 mm. The discharge cathode provides discharge current in a range from 20 A to 70 A. Neutralizer can provide ion beam current neutralization in a range from 2 to 9 A. At the next stage of development

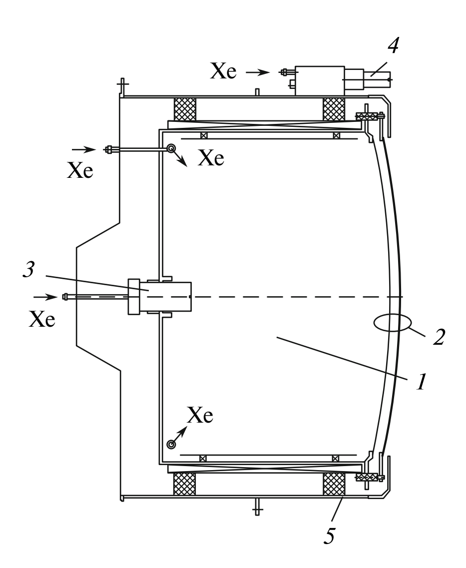


Рис. 1. Конструктивная схема ИД-500: *1* – ГРК; *2* – ИОС; *3* – катод ГРК; *4* – катод-нейтрализатор; *5* – корпус

thruster will be equipped with the grids of the carbon-carbon composite material, as well as discharge cathode will be equipped with a graphite keeper.

The article presents the results of operation tests which confirmed operating parameters compliance with the design values. In addition, mechanical and environmental tests were conducted.

Key words: ion thruster, cathode, development tests.

Введение

В настоящее время актуален вопрос повышения энерговооруженности космических летательных аппаратов, связанный с необходимостью решения таких задач как продолжительные экспедиции к планетам Солнечной системы, борьба с астероидной опасностью и развитие производственных технологий в космосе.

В кооперации предприятий ракетно-космической отрасли разрабатывается транспортно-энергетический модуль (ТЭМ) с ядерной энергетической установкой электрической мощностью ~1 МВт.

Для выполнения транспортных задач одними из важнейших характеристик двигателей, используемых на космических аппаратах такого класса, являются высокая газовая, электрическая эффективность и ресурсные характеристики. В связи с этим перспективным представляется вариант исполнения ТЭМ с маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) на основе ионных двигателей (ИД), обладающих наибольшим удельным импульсом среди электроракетных двигателей (ЭРД). При общей мощности ЭРДУ ~1 МВт для обеспечения гибкости и управляемости системы мощность одного двигательного модуля должна составлять десятки киловатт.

В ГНЦ ФГУП "Центр Келдыша" на основе опыта, накопленного при создании ионных двигателей малой мощности [1–4], был разработан ионный двигатель ИД-500 мощностью 35 кВт.

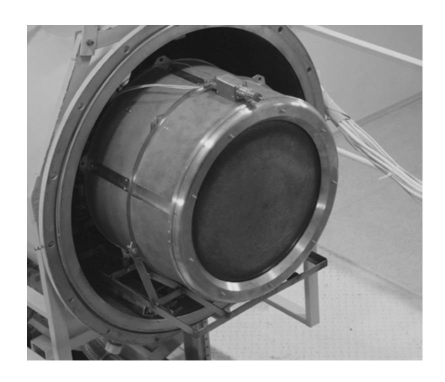


Рис. 2. ИД-500 в предкамере вакуумной установки

Конструкция ионного двигателя

ИД-500 состоит из пяти основных узлов: газоразрядная камера, ионно-оптическая система, катод газоразрядной камеры, катод-нейтрализатор, корпус. Все узлы образуют единый моноблок.

Газоразрядная камера (ГРК) двигателя выполнена по схеме с ионизацией в разряде постоянного тока. В качестве катода ГРК используется высокоамперный катод, имеющий полиэмиттерную схему с эмиттерами, выполненными из пористого вольфрама с пропиткой бария [5].

Ионно-оптическая система состоит из эмиссионного и ускоряющего электродов, соединенных между собой изоляторными узлами. Диаметр перфорированной отверстиями зоны (рабочий диаметр) составляет 500 мм. Электроды изготовлены из титана, что позволяет обеспечить ресурс двигателя не менее 5000 ч. В дальнейшем планируется оснащение двигателя ионно-оптической системой (ИОС) с электродами, выполненными из углерод-углеродного композиционного материала, которые способны обеспечить ресурс более 50000 ч.

Конструктивная схема двигателя представлена на рис. 1.

Внешний вид двигателя показан на рис. 2.

Предполагается использовать ИД-500 в составе маршевой двигательной установки транспортных модулей, которая должна включать несколько десятков двигателей. Для обеспечения гибкости управления этой сложной системой ИД-500 был спроектирован с возможностью дросселирования тяги в диапазоне от 375–750 мН.

Дросселирование достигается регулированием величины тока пучка путем изменения расхода в коллектор ГРК, соответственно, и давления газа внутри ГРК. Источник питания разряда автоматически подстраивает ток разряда таким образом, чтобы сохранить неизменным напряжение и потенциал плазмы в ГРК, который определяет коэффициент ионизации и плотность плазмы вблизи ИОС. Из этого следует, что при таком методе регулирования тяга оказывается прямо пропорциональной суммарному расходу ксенона в газоразрядную камеру. Это означает сохранение газовой эффективности ГРК, что и требуется для достижения необходимого значения удельного импульса на всех режимах работы ИД.

Оборудование для испытаний

Испытания проводились на установке КВУ-90 ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша” [6, 7]. Вакуумная камера имеет объем 90 м^3 и диаметр 3,8 м. Рабочее давление в камере в ходе испытаний не превышало $1 \cdot 10^{-2}$ Па (показания ионизационной лампы, отградуированной по азоту). Вакуумная камера защищена от воздействия ионного потока охлаж-

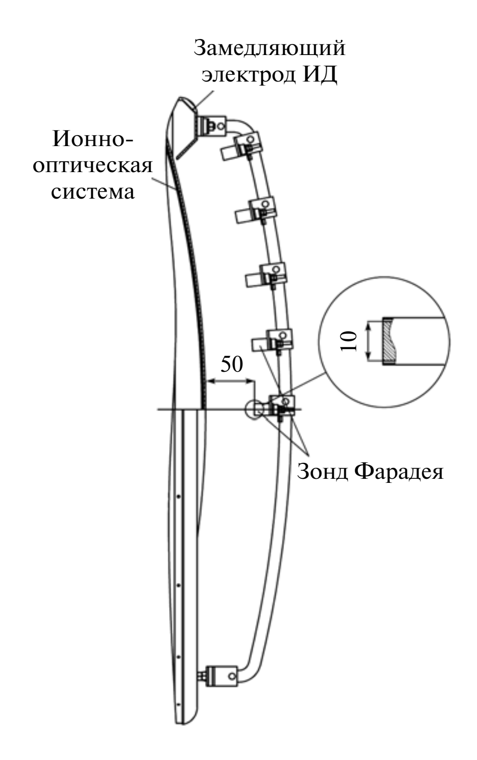


Рис. 3. Схема размещения зондов Фарадея на ионном двигателе

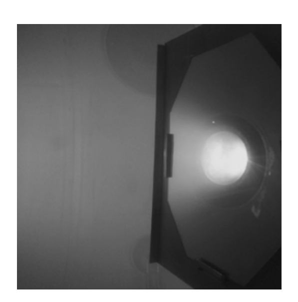


Рис. 4. ИД-500 при испытаниях на функционирование

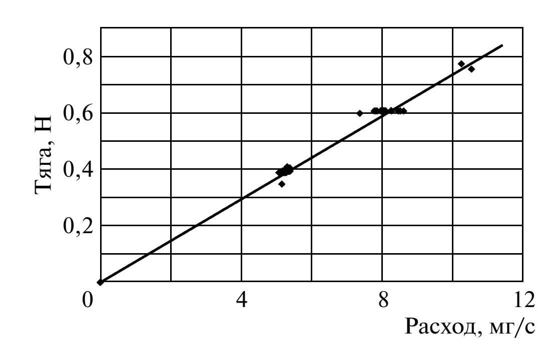


Рис. 5. Зависимость тяги двигателя от расхода газа в ГРК при постоянном напряжении разряда $U = 30$ В

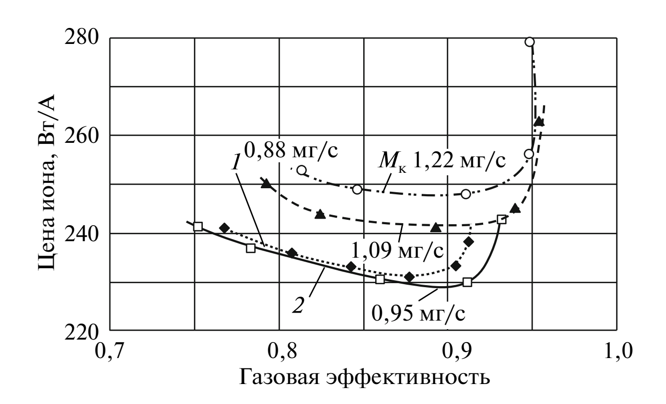


Рис. 6. Зависимость цены иона от газовой эффективности ГРК

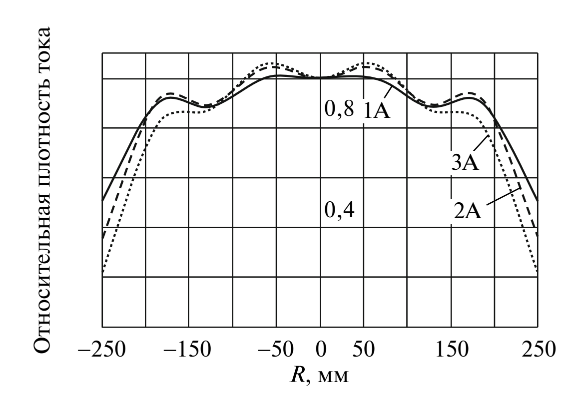


Рис. 7. Радиальное распределение плотности тока пучка

даемой графитовой мишенью, размещенной внутри камеры. Электропитание двигателя осуществлялось от лабораторной стойки системы электропитания, которая способна обеспечить питание ионного пучка мощностью до 35 кВт. Для подачи ксенона в ГРК и катоды использовалась система подачи рабочего тела на основе промышленных регуляторов расхода газа с расходом в коллектор ГРК – до 15 мг/с, в катод ГРК – до 3 мг/с, в катод-нейтрализатор – до 1,5 мг/с. Для измерения силы тяги ИД использовалось маятниковое измерительное устройство (ТИУ) с автоматической компенсацией усилия, которое позволяет проводить измерение тяги в диапазоне усилий от 50 до 1000 мН при массе двигателя до 40 кг. Для контроля и записи параметров двигателя использовалась компьютерная система сбора данных на основе пакета LabVIEW. Запись параметров проводилась один раз в секунду.

Для измерения распределения плотности тока пучка использовалась система зондов Фарадея, которые были разработаны на основе конструкции, предложенной в [8]. Зонды размещались на специальном монтажном кронштейне так, чтобы расстояние от ускоряющего электрода до собирающей поверхности коллектора было одинаковым для каждого из пяти зондов и составляло ~50 мм. Диаметр коллектора – 10 мм.

Схема размещения зондов Фарадея на ИД для измерения радиального распределения плотности тока пучка приведена на рис. 3.

Результаты испытаний

ИД-500 при испытаниях на функционирование приведен на рис. 4.

На рис. 5 представлена зависимость тяги двигателя от расхода рабочего тела в ГРК, из которого видно, что при постоянном напряжении разряда тяга двигателя изменяется прямо пропорционально расходу, что делает выбранный метод регулирования тяги весьма удобным.

Полученные при испытаниях параметры эффективности ГРК при различных уровнях расхода рабочего тела в катод и напряжении разряда 30 В, приведены на рис. 6. Учитывая, что целевое значение газовой эффективности ГРК равно 0,92, для надежного поддержания цены иона на уровне не более 250 Вт/А был выбран режим с расходом ксенона в катод 1,09 мг/с. Выбранное значение напряжения разряда позволяет обеспечить высокий ресурс ГРК за счет низкой энергии ионной бомбардировки ее поверхности, а также низкого значения доли двухзарядных ионов при такой величине напряжения [9].

Измерения распределения плотности тока пучка, проведенные для оценки равномерности распределения плотности плазмы внутри ГРК, показали, что для всего интервала исследуемых величин магнитного поля в ГРК отношение максимальной плотности тока к средней не превышает 1,2. Такая величина считается хорошим показателем с точки зрения оптимальности функционирования ИОС и обеспечения ее ресурса. Радиальное распределение плотности тока пучка, нормированное на максимальное значение, приведено на рис. 7.

Кроме испытаний на функционирование были проведены механические и климатические испытания ИД-500.

Механические испытания проводились по трем осям: X, Z и Y с уровнем случайной вибрации 3,6g и временем воздействия 480 с на каждую ось. После испытаний не было обнаружено каких-либо механических повреждений и ослабления креплений. Существенных изменений амплитудно-частотной характеристики после воздействия также не обнаружено.

Для проверки устойчивости к климатическим воздействиям ИД-500 прошел цикл испытаний на воздействие пониженной температуры (−50°C в течение 6 ч) и повышенной температуры и влажности (+60°C в течение 45 ч при относительной влажности 80%).

После проведения климатических испытаний был проведен внешний осмотр двигателя, следов коррозии и других видимых изменений внешнего вида двигателя не обнаружено.

Заключение

В рамках работ по созданию транспортного энергетического модуля был разработан ионный двигатель ИД-500 мощностью 35 кВт.

При испытаниях на функционирование ИД-500 показал работоспособность во всем диапазоне режимов, соответствующих удельному импульсу 70000 м/с и тяге 375–750 мН. Полученный при этом высокий КПД позволил обеспечить работу двигателя с суммарной мощностью, не превышающей 35 кВт.

Получены режимы работы двигателя с газовой эффективностью 0,92 и ценой иона не более 250 Вт/А, при этом напряжение разряда составило 30 В, что соответствует высокому ресурсу газоразрядной камеры.

Измерение радиального распределения плотности тока пучка показали низкий коэффициент неоднородности, что способствует высокому ресурсу ИОС и двигателя в целом.

Климатические и механические испытания, соответствующие требованиям хранения и эксплуатации изделия, не выявили недостатков в конструкции двигателя.

Следует отметить, что в процессе разработки двигателя было создано уникальное технологическое и испытательное оборудование. Развернут комплекс работ по разработке технологии производства электродов из углерод-углеродных материалов, которые обеспечат ресурс двигателя более 50000 ч.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Gorshkov O.A.* Low-Power Hall Type and Ion Electric Propulsion for the Small Sized Spacecraft // AIAA 98-3929. Cleveland, OH, USA. July 13–15, 1998.
2. *Gorshkov O.A., Zikeyev M.V.* Investigation of Near-Cathode Area of 5 cm Ion Thruster: A Current State of Work. IEPC 99-163, Kitakyushu, Japan. October 17–21, 1999.
3. *Зикеев М.В.* Разработка высокоэффективной газоразрядной камеры плазменно-ионного двигателя малой мощности (50–150 Вт). Дис ... канд. техн. наук. М.: МАИ, 2002.
4. *Gorshkov O.A., Muravlev V.A.* An Experimental Investigation of the Hollow Cathodes for Low-Power Ion Thruster. IEPC 99-124, Kitakyushu, Japan. October 17–21, 1999.
5. *Ловцов А.С., Пучков П.М., Шутов В.Н.* Сильноточный генератор плазмы на основе полого катода для мощных электроракетных двигателей // Приборы и техника эксперимента. 2014. № 3. С. 78–83.
6. *Gorshkov O.A., Ilyin A.A., Rizakhanov R.N.* New Large Facility for High-Power Electric Propulsion Tests // Proceed. 6th Propulsion for Space Transportation of the XXI Century Symp. Paper S20_2. Versailles, France, 2002.
7. *Васин А.И., Коротеев А.С., Ловцов А.С. и др.* Обзор работ по электроракетным двигателям в ГНЦ ФГУП "Центр Келдыша" // Труды МАИ. 2012. № 60.
8. *Hofer R., Walker M., Gallimore A.* A Comparison of Nude and Collimated Faraday Probes for Use with Hall Thrusters // IEPC-01-020, 2001.
9. *Pollard J.E.* Plume Angular, Energy, and Mass Spectral Measurements with the T5 Ion Engine // AIAA-95-2920. San Diego, CA. July 10–12, 1995.

Поступила в редакцию
11.VII.2014